

平成 30 年 6 月 15 日現在

機関番号：12601

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2015～2017

課題番号：15K06598

研究課題名(和文) コルゲート型モーフィング翼構造の設計解析手法の構築と実証

研究課題名(英文) Development of analytical method for structural design of morphing wings with corrugated structures

研究代表者

横関 智弘 (Yokozeki, Tomohiro)

東京大学・大学院工学系研究科(工学部)・准教授

研究者番号：50399549

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,600,000円

研究成果の概要(和文)：翼の一部がシームレスに自在変形可能な可変キャンバームーフィング翼構造を対象とし、柔軟性と剛性を併せ持つコルゲート構造を用いたモーフィング翼構造の設計解析技術の確立を目的として研究を実施した。最適な形状および変形を実現するため、駆動機構を考慮したコルゲート構造の構造解析モデルと翼型空力性能解析モデルを併用し、構造パラメータを変化させた場合の空力性能を指標として、モーフィング翼構造の最適化を行った。

研究成果の概要(英文)：This study aimed to develop the structural design methodology for morphing wings with corrugated structures as a candidate for the variable camber morphing wing. A simplified structural analysis considering large deformation and an aerodynamic analysis are combined to estimate the optimal deformation for morphing wings with actuation mechanisms. Optimization has been conducted for better aerodynamic performance by changing structural parameters of corrugated structures.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙工学 構造・材料 可変翼構造

1. 研究開始当初の背景

世界における航空旅客輸送量は、年平均 5.0% の成長が見込まれ、2029 年には 2014 年時の 2.7 倍の旅客規模になり、また運航機材数に着目すると、2025 年迄に約 2 倍になることが予測されている。そのため、環境への影響や石油燃料の高騰によって CO₂ 排出量の削減および低燃費化への要求が、航空機に対してもより一層高まる事は必至であり、2013 年には国際航空における CO₂ 排出の削減策を 2020 年までに導入することが決定された。これまで、航空機の燃費向上技術として、先進空力技術による空力性能向上、高バイパス化によるエンジンの性能向上、複合材料の適用による構造重量の軽減などが採用されてきたが、それらの性能向上曲線の上昇率は鈍化しつつあり、一層の性能向上のためには大幅な技術革新が必要となっている。

このような背景の中で、航空機構造の形状を任意に変化させ、飛行性能や飛行特性を向上させる技術(モーフィング技術)が着目を集め、航空機の技術革新の一つの可能性として研究が盛んに試みられている。モーフィング技術を主翼等に適用することで、空力特性の向上、補助翼等の重量軽減、構造のシームレス化による騒音低減など、航空機における空力性能の大幅な技術革新が期待され、また、失速回避や突風応答制御など、安全性向上にも寄与すると考えられる。しかしながら、このようなモーフィング構造には従来の翼構造と同様に、揚力等による主要な荷重を伝達し、形状を保持しながらも自由な変形が求められるなど、一見矛盾した性能が要求される。また、柔軟な構造を空力要求から決められる任意の形状に変形・保持するための駆動機構の実現も難しい。そのため、現状では空力性能の向上と重量軽減を同時に達成可能な方法は確立されておらず、モーフィング翼構造の実用化に向け、未だ多くの課題が残されている。

2. 研究の目的

研究代表者は、上述の相反する要求に応えるモーフィング構造として、軽量複合材料を用いたコルゲート構造を、空力的に変性が有効なコード方向の柔軟性と、構造強度的に求められるスパン方向の剛性を併せ持つモーフィング翼構造として利用することを提案してきた。コルゲート構造は、L 方向(剛な方向、波に直交方向)と T 方向(柔軟な方向、波方向)との剛性比が数 1000 ~ 10000 程度にも及ぶ超異方向性を示し、曲げに強い L 方向を翼スパン方向に適用して揚力等の荷重を伝達し、柔軟な T 方向を翼弦方向に適用することで、曲げ変形や翼面積の増減が可能となる。そこで、研究代表者は、翼構造のうち補助翼部分を変形自在な可変翼構造とすることを旨とし、2012 ~ 2014 年度の科研費における研究において、コルゲート構造を用いたモーフィング翼の試作と駆動方法の検

討を実施し、モーフィング翼の気流中での駆動実証に成功し、機能検証を実施した。コルゲート構造を用いることで、空力荷重下での構造的強度と翼型のシームレス変形を同時に達成するモーフィング翼の実現性を示した。しかしながら、モーフィング翼の構造的実現性に関する目処は得たものの、構造の剛性や可変性能はコルゲート形状に応じて変化し、空力性能的に最適な変形が達成可能なモーフィング翼の実現には至っておらず、構造変形と空力性能を加味した構造設計技術を確立する必要があった。

そこで本研究では、後縁部分がシームレスに自在変形可能な可変キャンバームーフィング翼構造を対象とし、上述のコルゲート構造やモーフィング翼の実績を基に、モーフィング翼構造の設計解析技術の確立を目的とした。空力的に最適な形状および変形を実現するため、駆動機構を考慮したコルゲート構造の構造解析モデルと翼型空力性能解析モデルを併用し、構造パラメータを変化させた場合の空力性能を指標として、モーフィング翼構造の最適化を試みた。

3. 研究の方法

可変キャンバームーフィング翼を対象として、設計手法についての検討を実施するため、本研究では、具体的な翼型や駆動機構を事前にある程度設定し、空力解析と構造解析を連成させたモーフィング翼駆動解析を実施した。空力荷重を考慮した構造変形解析により得られる各種形状について、空力特性を指標として、モーフィング翼構造の最適化を実施するための設計解析手法の確立を目指し、最終的には試作・評価を通じて設計解析手法の妥当性を検証した。

4. 研究成果

研究代表者の先行研究のモデルではフラップの様に片側のみ舵角がとれるモーフィング翼に関する研究を実施していたが、より自在な変形を可能とするため、正負の舵角がとれるモーフィング翼構造を検討した。本研究では対称翼を考え、図 1 のようなコルゲート構造の後縁部を柔軟フィルムで覆う形の翼構造を考え、フィルムを張力により駆動するモデルを設定した(このモデルでは、垂直尾翼への適用を想定した)。空力解析には XFRL5 を使い、大変形を考慮した構造解析モデルとして、二次元柔軟梁方程式に基づいた構造解析プログラムを用いて連成解析を実施した。

翼型は層流対称翼の NACA64A010 を基にし、駆動機構を最大翼厚部付近に載せることを想定して、舵面としての変形開始位置は 65% コード長以降とした。解析対称の翼型はコード長が 1000mm、スパン長が 1000mm、変形開始位置を 650mm、コルゲートの終端位置を 900mm とした。コルゲートを各位置で等価剛性板とみなし、二次元柔軟梁方程式に等価剛

性を組み込み、XFLR5 で求めた空力荷重を与え、舵角 30° までのキャンバー線の変形解析を行った。空力構造連成解析のフローチャートを図 2 に示す。構造解析により変形を算出し、その変形状態での空気力分布を空力解析により得て、再度、構造解析を実施する流れであり、計算結果が収束した時点で変形及び圧力分布を得る連成解析である。

解析例として、コルゲート構造パラメータ（剛性分布）を設計変数にとり、空力特性が最適となるように設計したモーフィング翼についての結果を図 3 に示す。舵角 30° における無風時と通風時の変形キャンバーラインを図 3 に、その際のコルゲート構造の剛性分布を図 4 に示したものであり、コルゲート構造の設計により、翼型、空力特性を最適化することができることを示した。

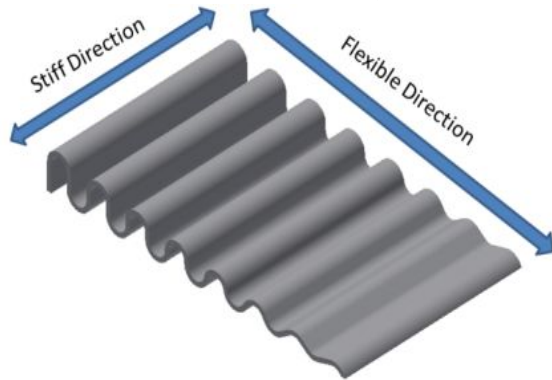


図 1 解析対象としたモーフィング翼の後縁部のコルゲート構造翼

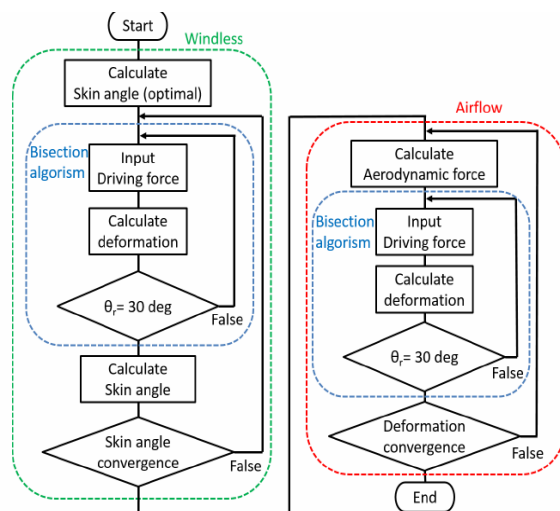


図 2 本研究で構築した空力構造連成解析手順

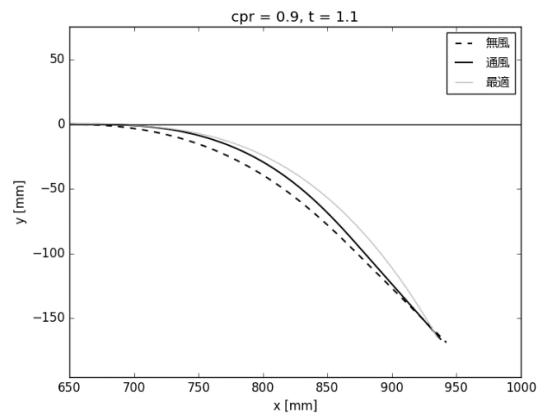


図 3 最適化コルゲート構造例：変形図

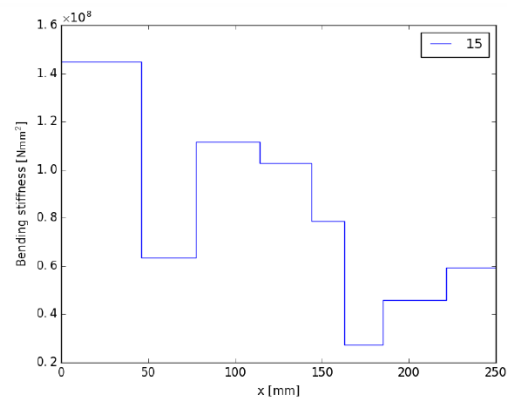


図 4 最適化コルゲート構造の例：剛性分布



図 5 試作モデルの駆動の様子 (1)

また、検証のため、3D プリンティングにより、コルゲート構造を製作し、モーフィング翼の駆動確認を行った (図 5、図 6)。解析モデルと実験結果はよい一致を示し (図 7)。

開発した設計解析手法の妥当性を確認した。



図6 試作モデルの駆動の様子(2)

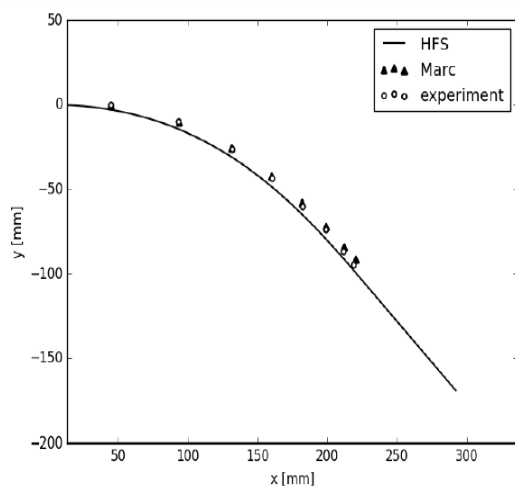


図7 モーフィング翼のキャンパーライン
の実験と解析の比較

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 3件)

K. Fujii, T. Yokozeki, H. Arizono, M. Tamayama, “ Fundamental study on adaptive wing structure for control of wing load distribution”, Aerospace Technology Japan, 15(APISAT-2016), 2017, a83-a88, <https://doi.org/10.2322/tastj.15.a83>

(査読有).

K. Sato, T. Yokozeki, “ Aero-structural evaluation of morphing control surface using corrugated panels”, Aerospace Technology Japan, 15(APISAT-2016), 2017, a7-a15, <https://doi.org/10.2322/tastj.15.a7> (査読有).

T. Yokozeki, H. Takahashi, Y. Hirano, “ Development of variable camber wing with morphing leading and trailing sections using corrugated structures”, Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 27(20), 2016, PP. 2827-2836. DOI: 10.1177/1045389X16642298 (査読有)

〔学会発表〕(計 6件)

M. Tamayama, K. Fujii, T. Yokozeki, H. Arizono, “ Study adaptive wing structure for compromising structural strength and aerodynamic performance”, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 2017, Como, Italy, June 25-28, 2017.

K. Sato, T. Yokozeki, “ Aero-structural evaluation of morphing control surface using corrugated panels”, The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Toyama, Japan, October 25-27, 2016.

K. Fujii, T. Yokozeki, H. Arizono, M. Tamayama, “ Fundamental study on adaptive wing structure for control of wing load distribution”, The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Toyama, Japan, October 25-27, 2016.

佐藤圭悟、横関智弘、「コルゲート構造を用いたキャンパーモーフィング翼の構造解析評価」、第58回構造強度に関する講演会、札幌、2016年8月3日~5日。

K. Sato, T. Yokozeki, “ Structural design of morphing control surface using corrugated panels”, 1st International Symposium on Flutter and its Application, Tokyo, Japan, May 16-17, 2016.

T. Yokozeki, H. Takahashi, Y. Hirano, “ Variable camber morphing wing using corrugated structures”, 26th International Conference on Adaptive Structures and Technologies, Kobe, Japan, October 13-16, 2015.

6 . 研究組織

(1)研究代表者

横関 智弘 (YOKOZEKI, Tomohiro)

東京大学・大学院工学系研究科・准教授

研究者番号：50399549